

УДК 629.735.33.067

Д. М. Зінченко, О. О. Хомінич

ВПЛИВ ПАРАМЕТРІВ КРИЛА ЕКРАНОЛЬОТА НА ЙОГО ТРАНСПОРТНУ ЕФЕКТИВНІСТЬ

Вступ

Робота присвячена дослідженню аеродинаміки компоновки екранольота з крилами різних форм в плані й різних видовжень. Правильний вибір параметрів компоновки екранольота – площі і форми крила в плані, профілю крила, місця установки двигуна і вибору режиму його роботи дозволяє домогтися істотного поліпшення льотно-технічних характеристик і зменшити його габарити, вагу та вартість.

Основним для всіх екранольотів, незалежно від їх аеродинамічної компоновки, є режим біля екранного руху, коли апарат якнайповніше використовує несучі властивості крила, а отже, і свої енергетичні переваги.

Екранний ефект, або ефект впливу землі – ефект різкого збільшення підйомної сили крила та інших аеродинамічних характеристик літального апарату при польоті поблизу екрануючої поверхні (води, землі та інших). Це та ж повітряна подушка, тільки утворена шляхом нагнітання повітря не спеціальними пристроями, а динамічно набігаючим потоком повітря [1].

Актуальність роботи визначається необхідністю підвищення паливної ефективності транспортних засобів шляхом реалізації можливості використання екранного ефекту. Найбільш гострими є такі **проблеми дослідження**:

Недостатньо інформації про вплив параметрів крила скінченого розмаху на аеродинамічні характеристики поблизу землі.

Відсутні методичні рекомендації щодо вибору загальних параметрів компоновки крила екранольота – форми крила в плані, його розмірів, профілювання тощо.

Метою наукової роботи є розробка методики аеродинамічного проектування екранольота з такими параметрами крила, при якому екраноліт буде володіти максимальною дальністю і тривалістю польоту та прийнятним діапазоном швидкостей.

Наукова новизна досліджень визначена потребою в науково – методичному апараті, що дозволяє проектувати економічно ефективні транспортні засоби. Для вирішення цього завдання потрібно досліджувати аеродинаміку крила скінченого розмаху при польоті поблизу поверхні екрана.

Наукові завдання дослідження:

1. За допомогою розрахункових і експериментальних методів визначити особливості аеродинаміки крила скінченного розмаху поблизу екрану, обґрунтувати параметри компоновки екранольота, вплив яких буде вивчено в роботі.
2. Сформувати план експерименту, створити розрахункові моделі.

Розрахункова модель

В роботі, для визначення особливості аеродинаміки крила скінченного розмаху поблизу екрану і обґрунтування параметрів компоновки екранольота, за допомогою панельно – вихрового методу виконано розрахунок і оцінка крил з різними видовженнями і різною формою в плані.

В якості прототипу було взято крило малого видовження ЛА «Arup»[2], котре зображено на рис. 1:

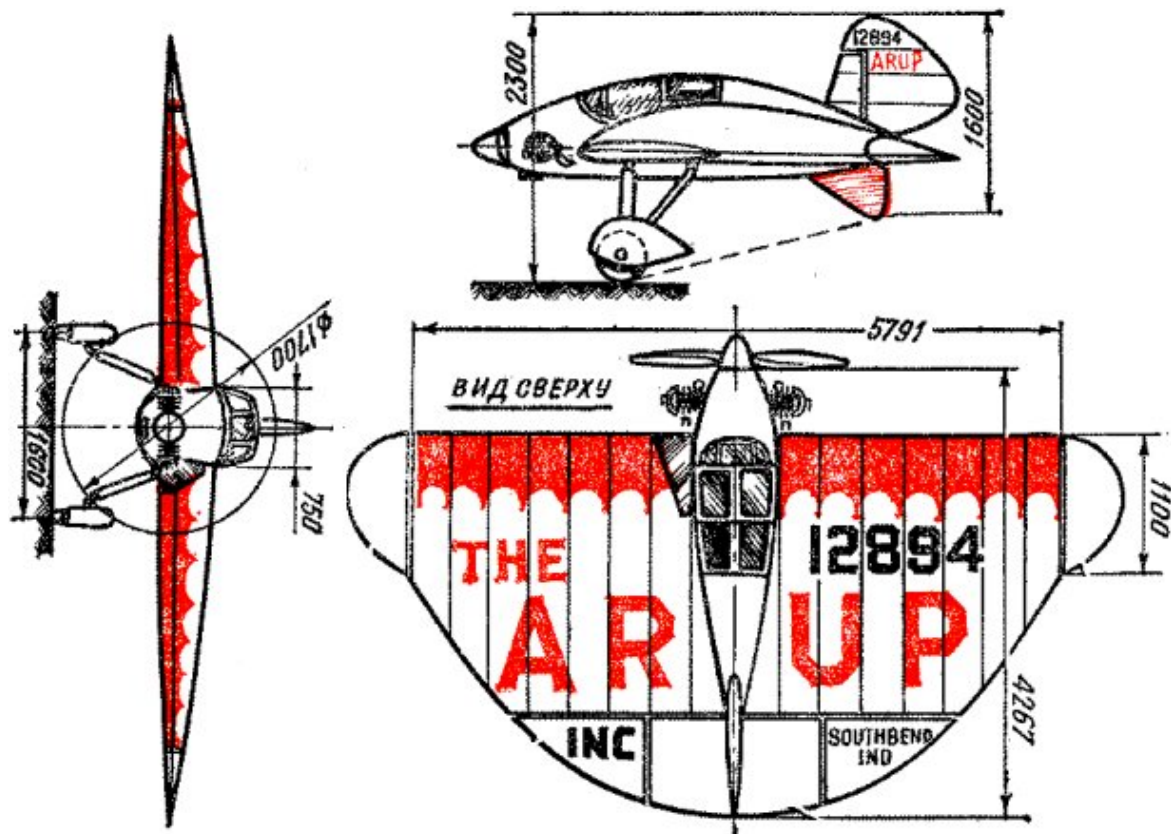


Рис. 1. ЛА «Arup» з крилом малого видовження

Прийнята схема крила має еліптичну форму в плані, що має якомога сильніше понизити індуктивний опір і підвищити аеродинамічну якість.

Загальні характеристики крила «Arup»:

- Розмах крила – 5,8 м.
- Площа крила – 19 м. кв.
- САХ – 1,77.

В ході проведення розрахунків повинна бути виконана оцінка впливу форми крила в плані при різних видовженнях на аеродинамічні характеристики екранольоту.

Критеріями оцінки є:

1. Максимальне значення параметра K/c_y (впливає з формули Бреге [3]) та відповідне йому значення c_{yHB} – значення, котре відповідає максимальній дальності при польоті по прямій.

За формулою Бреге, значення найбільшої дальності L_{\max} при польоті ЛА по прямій, буде дорівнювати:

$$L_{\max} = \frac{1}{3,6} \frac{KV}{c_p} \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{m_n}{m_0}} \right) \quad (1)$$

В свою чергу швидкість дорівнює:

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}}, \quad (2)$$

або, замінивши сталі величини параметром $A = \sqrt{\frac{2G}{\rho S}}$, маємо:

$$V = A \frac{1}{\sqrt{c_y}} \quad (3)$$

Підставивши (3) в (1) і замінивши сталі значення на коефіцієнт B маємо:

$$L_{\max} = B \frac{K}{\sqrt{c_y}}, \quad (4)$$

де

$$B = \frac{1}{3,6 c_p} \ln \left(\frac{1}{1 - \frac{m_n}{m_0}} \right) \sqrt{\frac{2G}{\rho S}},$$

2. Ступінь статичної стійкості $m_z^{c_y}$ [4]:

$$m_z^{c_y} = \frac{\Delta m_z}{\Delta c_y} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} \quad (5)$$

Планування експерименту

На даному етапі дослідницької роботи були розроблені розрахункова модель прямого крила (рис. 3), та трапецевидних крил із різними звуженнями (рис. 2).

Був вивчений вплив видовження (λ), звуження (η) та відносної відстані до поверхні екрана (\bar{h}), прямого та трапецевидного крил, на коефіцієнт підйомної сили C_y , та ступінь статичної повздовжньої стійкості $m_z^{c_y}$. Значення залежностей показані на рис.4–5 для прямого крила і на рис.6–11 для трапецевидних крил відповідно.

Для вибору оптимального значення λ крила, доцільно прийняти значення $m_z^{c_y} < 0$ для всього проміжку відстаней до поверхні екрану, тому що, це дозволить потенційно знизити втрати на балансування екранольота, та виконати оперення з мінімально необхідними розмірами та масою.

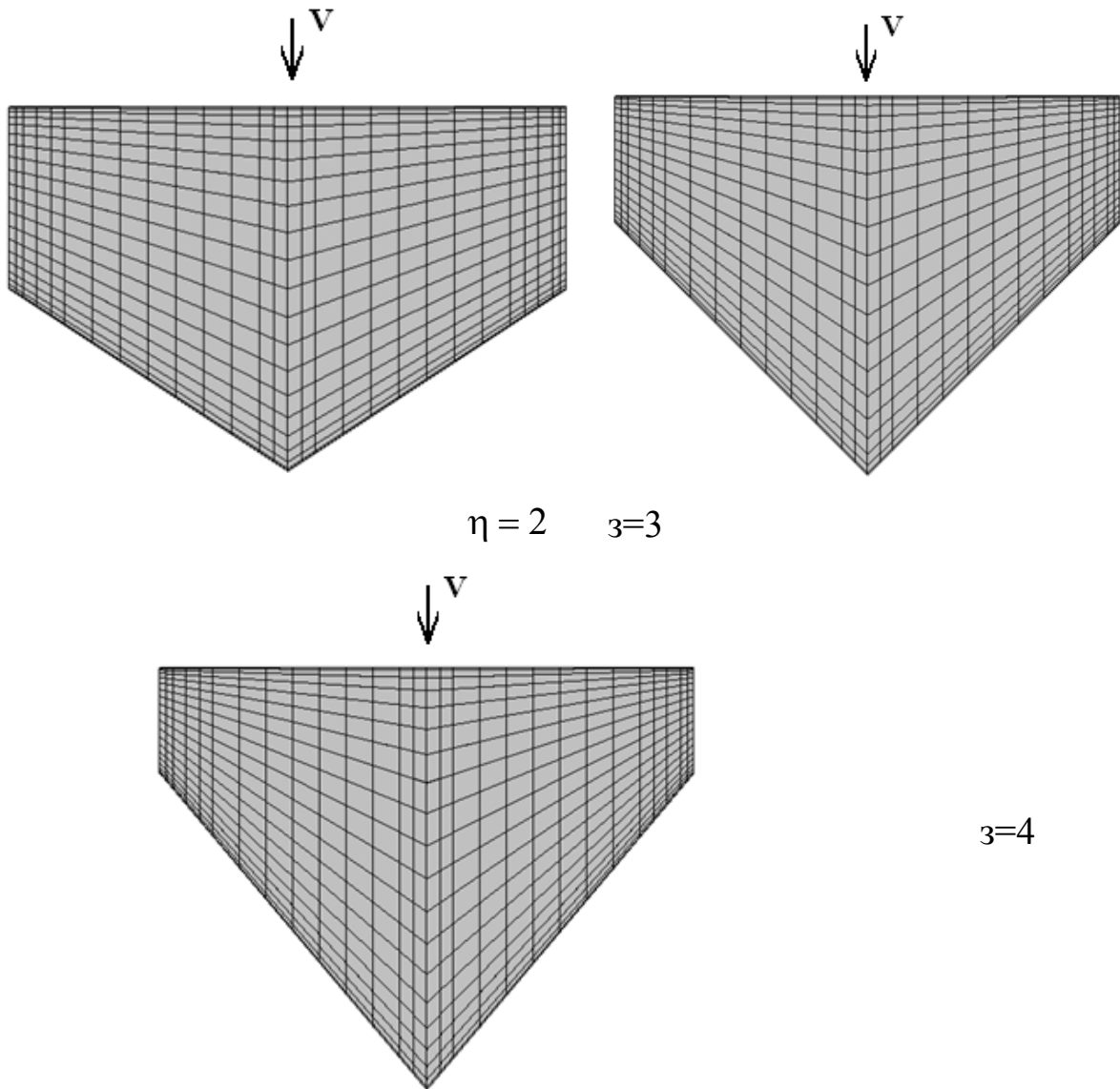


Рис. 2. Розрахункові моделі трапецевидних крил

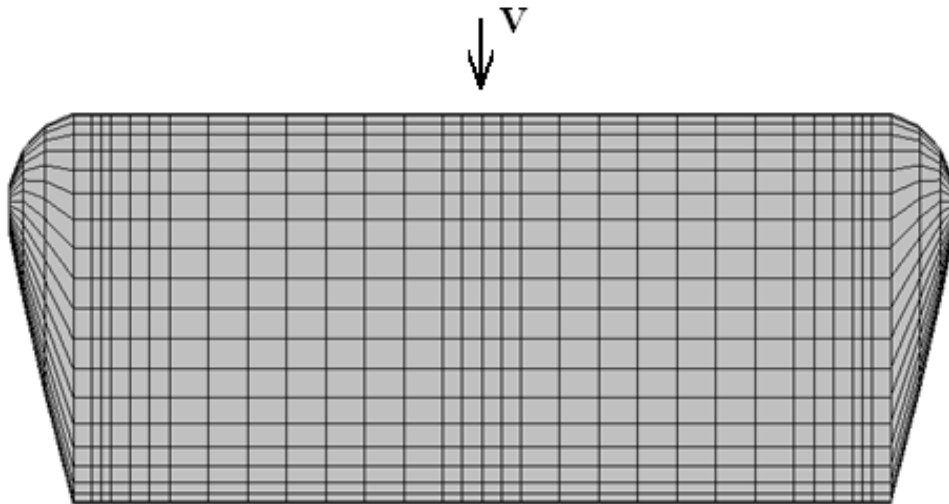


Рис. 3. Розрахункова модель прямого крила

Результати

На даному етапі дослідницької роботи були отримані результати основних аеродинамічних характеристик і побудовані графіки залежностей.

Графіки залежностей для прямокутного крила:

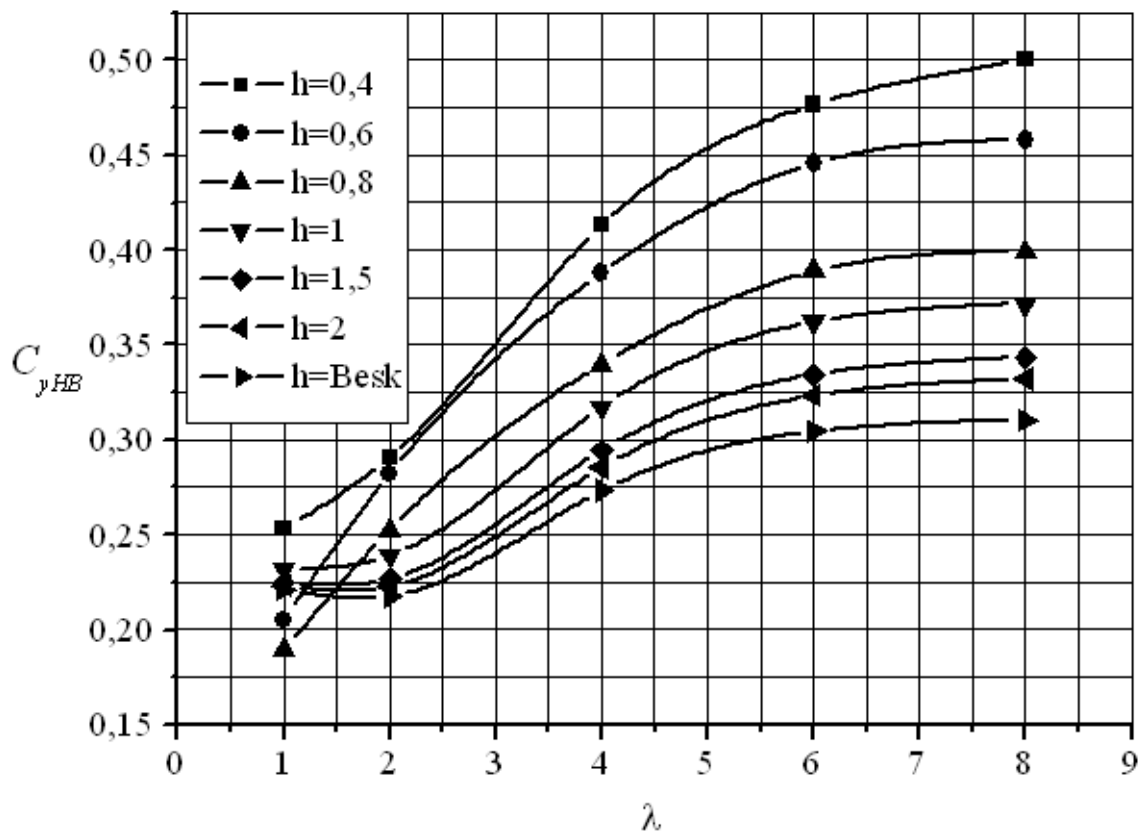


Рис. 4. Залежності $c_{yHB} = f(\lambda)$ прямокутного крила при різних

відстанях до екрану

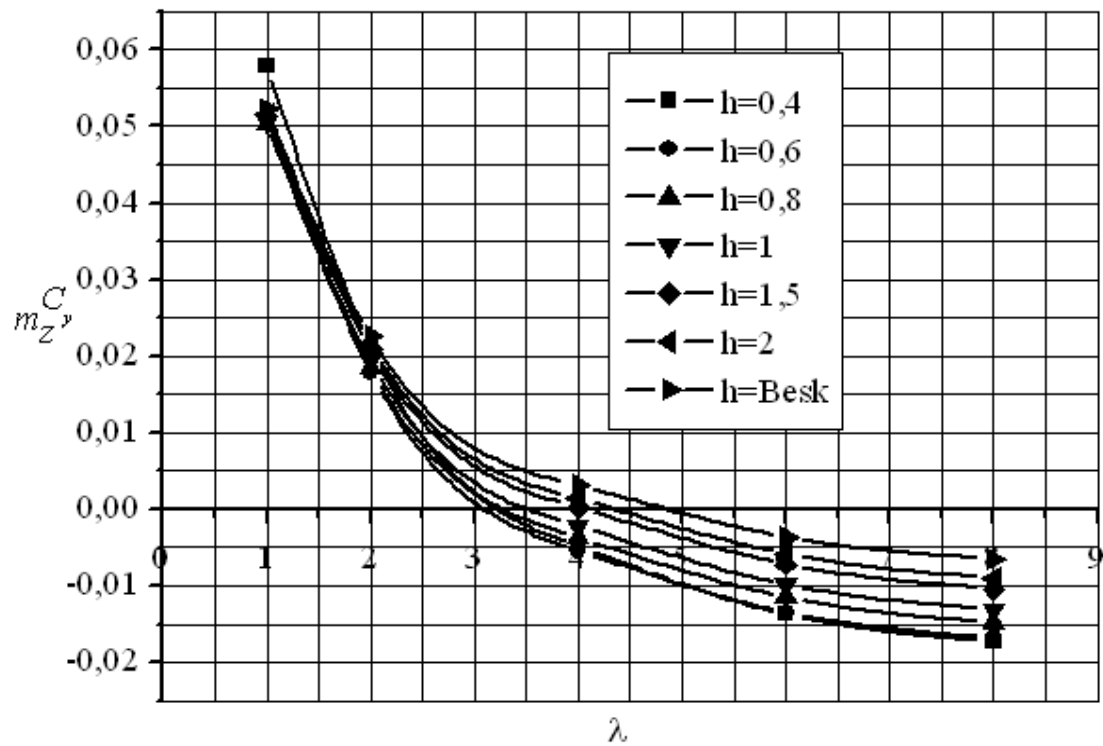


Рис. 5. Залежності $m_z^C = f(\lambda)$ прямокутного крила при різних відстанях до екрану

Графіки залежностей для трапецевидного крила $z=2$:

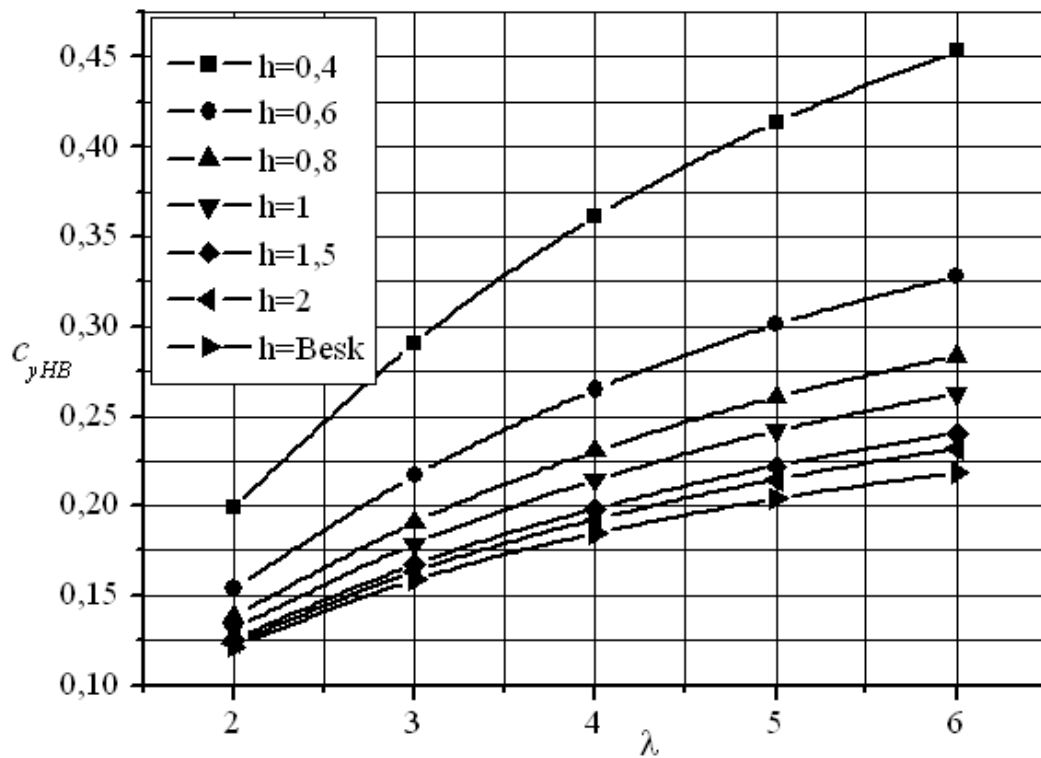


Рис. 6. Залежності $c_{yHB} = f(\lambda)$ трапецевидного крила при різних відстанях до екрану

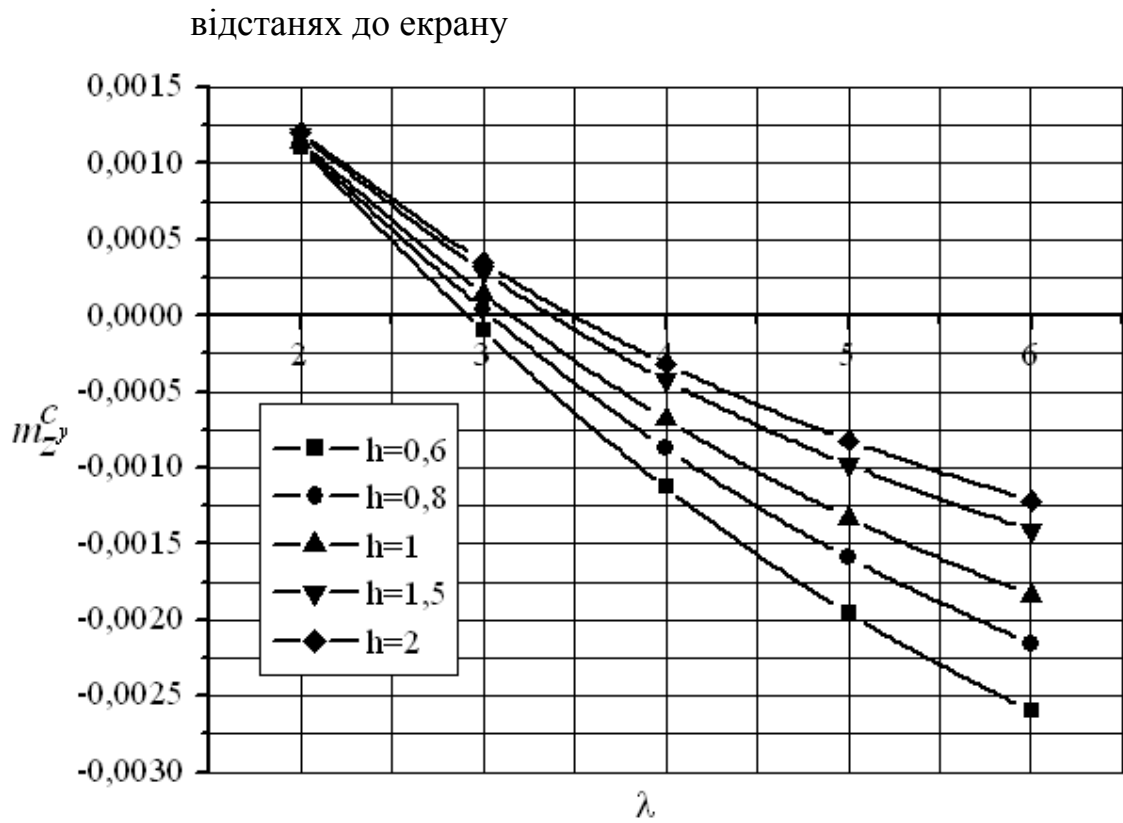


Рис. 7. Залежності $m_z^C = f(\lambda)$ трапецевидного крила при різних відстанях до екрану

Графіки залежностей для трапецевидного крила $z=3$:

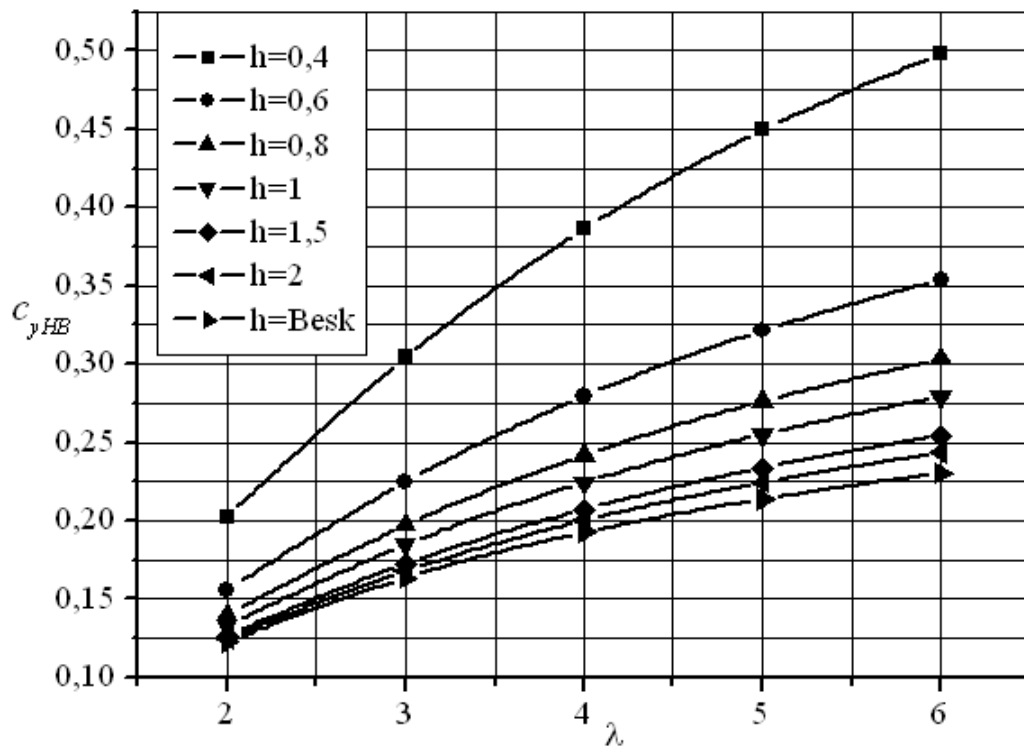


Рис. 8. Залежності $c_{yHB} = f(\lambda)$ трапецевидного крила при різних

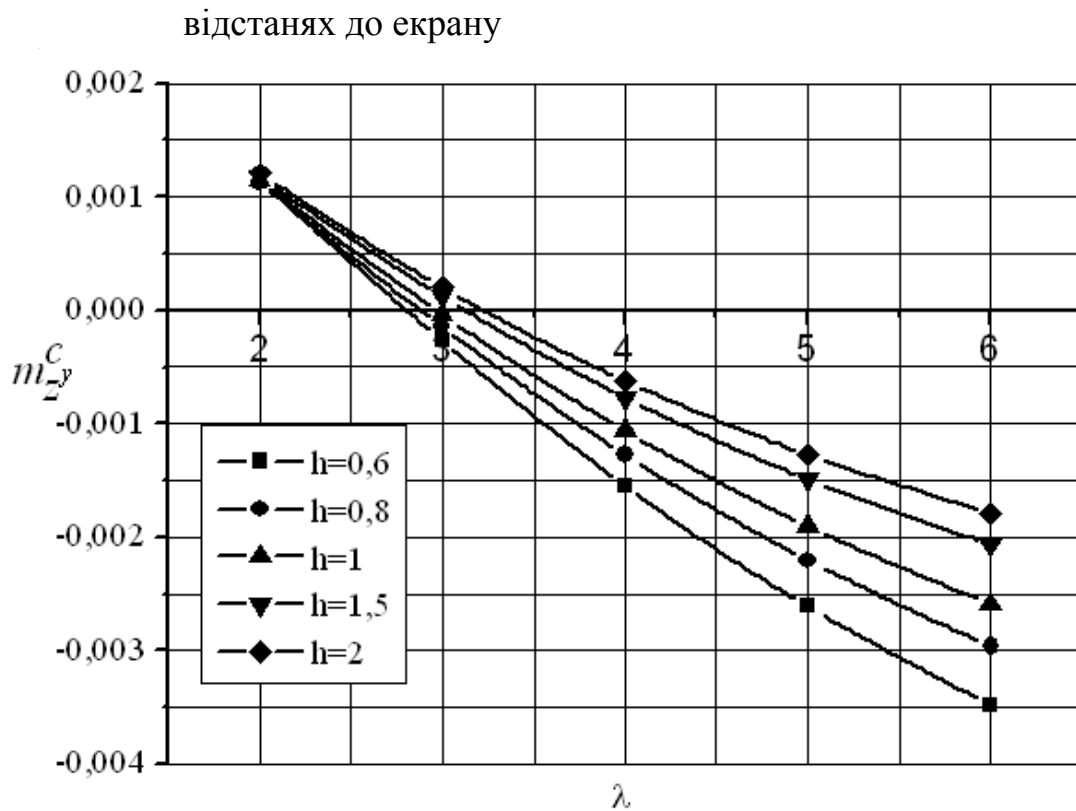


Рис. 9. Залежності $m_z^{C_y} = f(\lambda)$ трапецевидного крила при різних відстанях до екрану

Графіки залежностей для трапецевидного крила $z=4$:

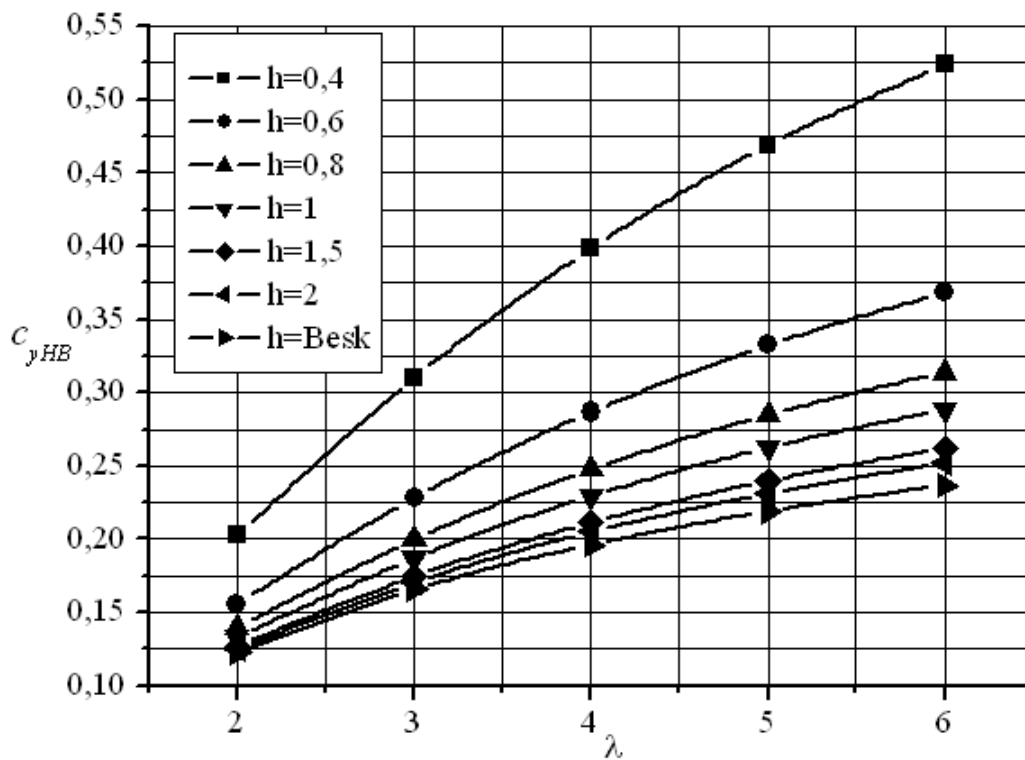


Рис. 10. Залежності $c_{yHB} = f(\lambda)$ трапецевидного крила при різних

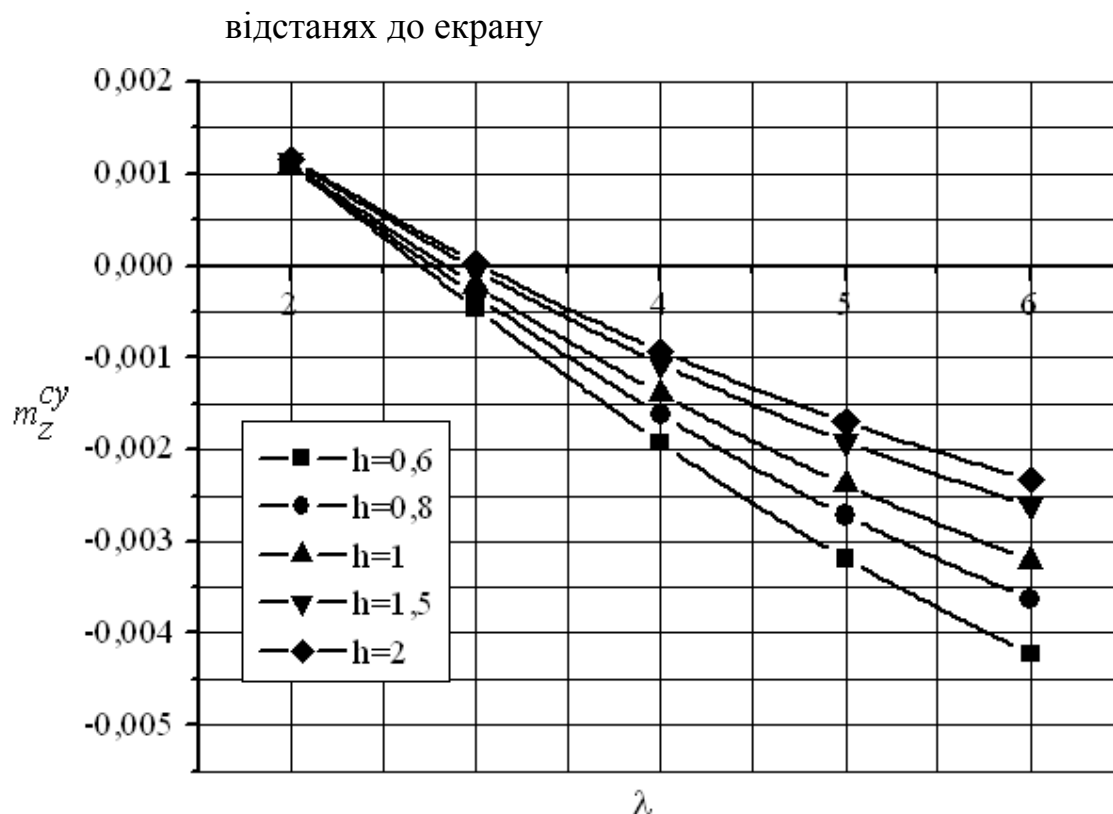


Рис. 11. Залежності $m_z^{c_y} = f(\lambda)$ трапецевидного крила при різних відстанях до екрану

Висновки

Оптимальні значення c_{yHB} відповідають критерію максимальної транспортної ефективності $(K \cdot V)_{\max}$ та дозволяють визначити потрібну площу крила.

Отриманні значення похідної $m_z^{c_y}$ крил різної форми в плані, поблизу поверхні, наочно демонструють стійкість трапецевидного крила з прямою передньою кромкою для моделей з меншими значеннями видовження ($\lambda \approx 3$) (табл. 1) в порівнянні із моделлю прямого крила ($\lambda \approx 5$).

Таблиця 1.

Значення видовжень трапецевидного крила

Звуження, з	2	3	4
Видовження, л	3,5	3,25	3

Список використаної літератури

1. *Белавин Н. И.* Экранопланы. // Н. И. Белавин / Изд. «Судостроение», Ленинград. 1968 г. 175 с.
2. *Финк М. Ф.* Аэродинамические характеристики крыльев малого удлинения вблизи земли // М. Ф. Финк/ NASA, Т, № D=926, 1961 г.
3. *Лемко О. Л.* Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы "Летающее крыло" [Текст] : монография // О. Л. Лемко / Нац. техн. ун-т Украины "Киев. политехн. ин-т". – К. : НТУУ "КПИ", 2011. – 322 с.